

УДК 629.786.2:629.784

ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА РАЗДЕЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ УПРУГИХ КОНСТРУКЦИЙ

© 2023 г. В. Н. Бакулин^{1,*}, С. В. Борzych²

Представлено академиком РАН А.М. Липановым 17.10.2022 г.

Поступило 17.10.2022 г.

После доработки 05.03.2023 г.

Принято к публикации 09.03.2023 г.

Предложен подход к разработке динамической модели одного из ключевых этапов полета ракетно-космических систем — процесса разделения крупногабаритных конструкций. Обоснована актуальность учета упругих свойств разделяемых объектов. На основании допущений, характерных для исследуемого процесса (малость угловых скоростей в процессе относительного движения при разделении по сравнению с низшими частотами разделяемых объектов) осуществлен переход от дифференциальных уравнений упругих колебаний в частных производных к системе обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих возбуждение ограниченного набора низших форм, что позволило сформулировать эффективный подход, допускающий наглядную механическую интерпретацию: полное движение при разделении раскладывается на переносное движение (вращательное и поступательное как целого) и малые упругие относительные колебания, описываемые в универсальной модальной формулировке. Проанализирован процесс разделения воздушно-космического самолета и ракеты-носителя. Выявлен эффект “потери” относительной скорости отделения из-за упругих колебаний, сформулирована рекомендация по рациональному выбору мест установки средств отделения.

Ключевые слова: динамические модели, процесс разделения, крупногабаритные ракетно-космические конструкции, упругие свойства, потери скорости

DOI: 10.31857/S2686740023030021, **EDN:** OYEEZV

Процессы разделения ракетно-космических конструкций характеризуются большим многообразием типов используемых средств разделения, кинематических схем разделения, условий протекания процессов, конкретных особенностей объектов и т.д. [1, 2]. Так, после выработки топлива отделяются ускорители, ступени ракет, разгонные блоки, после прохождения плотных слоев атмосферы происходит отделение створок защитных обтекателей полезного груза [3, 4]. По окончании процесса выведения осуществляется отделение самого полезного груза — пилотируемых и грузовых кораблей, автоматических космических аппаратов [1, 5]. Перед спуском на Землю происходит отделение пилотируемого корабля от орбитальной станции, а далее, в процессе автономного полета корабля, происходит его разделение на отдельные отсеки [6, 7].

Очевидно, что процессы разделения — одна из ключевых динамических операций, осуществляемых в процессе полета, поскольку отказ систем разделения приводит, как правило, к возникновению нештатных и аварийных ситуаций и невыполнению общих задач миссии. В связи с этим к обеспечению безопасности процессов разделения и обоснованности выбора характеристик системы разделения предъявляются высокие требования, поэтому при определении проектного облика системы основным способом подтверждения правильности принимаемых технических решений является теоретическое моделирование с учетом наиболее существенных факторов, в частности, упругих свойств разделяемых объектов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ. ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ

Как правило, в работах, описывающих динамику процессов отделения, разделяемые конструкции рассматриваются как абсолютно твердые тела [1, 4, 6–9]. Корректность таких моделей для многих конкретных процессов разделения подтверждается хорошим согласованием резуль-

¹ Институт прикладной механики

Российской академии наук, Москва, Россия

² ПАО РКК “Энергия” им. С.П. Королева, Королев,
Московская область, Россия

*E-mail: vbak@yandex.ru

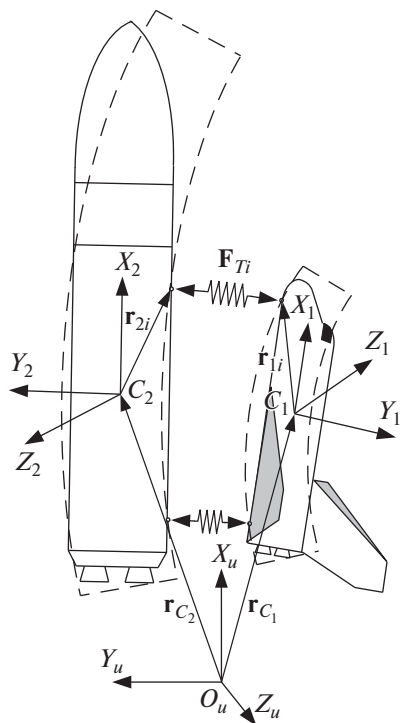


Рис. 1. Динамическая модель и системы координат.

татов расчетов с данными, полученными в летных испытаниях и при наземной экспериментальной отработке. Однако в связи с существующей тенденцией роста размеров конструкций, постоянным стремлением разработчиков конструкций к снижению их массы путем уменьшения толщины стенок, применения новых материалов с меньшим удельным весом, учет упругих свойств при моделировании динамических процессов отделения крупногабаритных объектов становится актуальным.

До настоящего времени работы в этом направлении ограничивались получением качественных оценок так называемого явления упругой “отдачи”, под которой понималось движение отдельных участков отделяемой от твердого основания упругой конструкции в сторону, противоположную организованному движению отделения, при этом эффект изучался на примере простейших однородных тел типа балок или оболочек [3, 10–13]. Так, отстреливаемая плоская крышка люка рассматривается как однородная нежесткая пластинка, отдельные сечения обтекателя полезного груза — как однородные упругие плоские арки и т.д. Целью такого представления является использование известных в таких случаях аналитических решений. Однако реальные конструкции практически всегда неоднородны, и осреднение их характеристик (приведение к эквивалентным однородным моделям) на практике позволяет по-

лучить лишь самые приближенные результаты. Кроме того, такой подход всегда направлен на анализ совершенно конкретного процесса и вряд ли может рассматриваться как сколько-либо универсальный.

Разделение крупногабаритных конструкций, достигающих десятков метров (таких, например, как боковые блоки ракет, выработавшие топливо ускорители), происходит под действием значительных сосредоточенных сил, создаваемых специальными средствами отделения, установленными в нескольких точках конструкции. В реальных процессах значения сил средств отделения могут достигать сотен килоньютон. Под действием этих сил в разделяемых телах могут возникнуть колебания, на возбуждение которых расходуется часть работы средств отделения. В результате этого в реальном процессе относительная скорость отделения будет меньшей, чем требуемая скорость, рассчитанная без учета упругих свойств, что может привести к соударениям, имеющим непредсказуемые последствия. Поэтому актуальной является прогнозируемая оценка величины “потерь” скорости отделения, под которой понимается отличие скорости отделения реальной упругой конструкции от “эталонной” скорости твердого тела. В дальнейшем может рассматриваться задача снижения негативного влияния упругих колебаний на процесс отделения за счет рационального выбора мест установки средств отделения и их рабочих характеристик.

В данном сообщении предлагается подход, допускающий наглядную механическую интерпретацию: полное движение раскладывается на переносное движение разделяемых конструкций (вращательное и поступательное как целого) и малые упругие относительные колебания, описываемые в универсальной модальной формулировке.

Рассмотрим один из характерных процессов разделения — разделение воздушно-космического самолета и последней ступени ракеты-носителя. Отделение происходит после прохождения плотных слоев атмосферы, вследствие чего силами аэродинамического сопротивления можно пренебречь. До разделения воздушно-космический самолет и ступень носителя соединены двумя поясами связей и движутся как единое целое. Схема разделения предполагает одновременный “разрыв” поясов связей, что характерно для штатных условий полета [1, 4, 5, 8]. После освобождения от связей разделяемым объектам сообщается относительная скорость специальными средствами, например, пружинными толкателями, которые конструктивно помещены в узлы связи и срабатывают после их разрыва (рис. 1).

Моделирование пространственного движения упругих тел в общем случае является чрезвычайно трудоемкой задачей, описываемой “гибридной”

неразвязанной системой уравнений, содержащей как обыкновенные дифференциальные уравнения переносного движения объектов как целого, так и уравнения упругих относительных колебаний в частных производных, при этом в правых частях уравнений колебаний, помимо активных внешних сил (сил, создаваемых средствами отделения — в данном случае пружинными толкателями), содержатся силы инерции, обусловленные движением по “твердым” формам как целого (поступательным и вращательным):

$$A \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial t^2} + C \mathbf{u} = \mathbf{F}, \quad (1)$$

где A и C — инерционный и упругий линейные операторы; $\mathbf{F}$ — сумма “внешних” сил (сил от средств отделения и сил инерции переносного движения разделяемых тел как целого).

Однако рассматриваемый процесс имеет ряд характерных особенностей, которые позволяют упростить динамическую модель. Как уже отмечалось, силы от средств отделения могут достигать значений в сотни килоньютонов. Кроме того, с целью исключения взаимных соударений относительное движение должно быть организовано близким к поступательному. Места установки толкателей и соотношение их усилий во многом определяются именно из этого соображения. В результате угловое движение воздушно-космического самолета и последней ступени ракеты-носителя носит характер возмущений с угловыми скоростями порядка нескольких градусов в секунду. В связи с этим угловые скорости тел при разделении как минимум на порядок меньше частот даже низших тонов собственных колебаний, составляющих величины порядка нескольких герц. Это позволяет пренебречь влиянием сил инерции переносного движения на упругие колебания (по сравнению с силами от средств отделения) и рассматривать их как малые линейные колебания с разложением в ряд по собственным формам, в связи с чем становится возможным, с учетом свойства ортогональности частот, перейти от уравнений упругих колебаний в частных производных к системе обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих возбуждение набора низших форм собственных колебаний по отдельным тонам [10]. Поскольку частотный спектр разделяемых объектов в большинстве случаев разряженный, качественные особенности колебаний при разделении хорошо воспроизводятся при учете сравнительно небольшого числа низших тонов, вклад более высоких тонов несущественен.

Расчетная схема процесса представлена на рис. 1. Индекс $k = 1$ присвоен воздушно-космическому самолету, а индекс $k = 2$ — ступени носителя. Приняты следующие системы координат: $O_u X_u Y_u Z_u$ —

инерциальная, начало которой в момент подачи команды на разделение совпадает с центром масс системы, и $C_k X_k Y_k Z_k$ — подвижные системы координат, связанные с разделяемыми объектами. Начала связанных координат находятся в центре масс объектов. Ось X_k направлена по их продольным осям в сторону носовой части, оси Y_k и Z_k дополняют систему до правой.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ И УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ

Уравнения переносного (поступательного и вращательного) движения записываются на основании законов изменения количества движения $\mathbf{Q}_k$ и кинетического момента $\mathbf{G}_{ok}$ для каждого тела:

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{Q}_k}{dt} &= \sum_i \mathbf{F}_{Ti}, \\ \frac{d\mathbf{G}_{ok}}{dt} + \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_{ok} &= \sum_i (\mathbf{r}_{ki} \times \mathbf{F}_{Ti}), \end{aligned} \quad (2)$$

$k = 1, 2,$

где i — номер толкателя, $\mathbf{r}_{ki}$ — радиус-вектор точек упора i -го толкателя на k -м теле, определенный в k -й связанной системе координат, $\mathbf{F}_{Ti}$ — сила, развиваемая i -м толкателем.

Малые упругие относительные колебания определяются возбуждением низших собственных частот:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_{kn} + \omega_{kn}^2 q_{kn} &= \sum_i \mathbf{F}_{Ti} \mathbf{U}_{kn}^i, \\ n = 1, 2, \dots, N_k, \quad k &= 1, 2, \end{aligned} \quad (3)$$

где N_k — число учитываемых в расчете ненулевых собственных частот k -го тела, $\mathbf{U}_{kn}^i$ — вектор нормированных по массе форм собственных колебаний на n -й частоте в i -м узле связи, q_{kn} — обобщенная координата в разложении вектора упругих перемещений произвольной точки k -го тела по формам собственных колебаний $\mathbf{u}_{ki} = \sum_{n=1}^{N_k} q_{kn}(t) \mathbf{U}_{kn}^i(x, y, z)$.

Радиус-вектор точки упора i -го толкателя включает как “твердую” компоненту $\mathbf{r}_{ki}^{me}$, так и вектор относительных упругих перемещений $\vec{u}_{ki}$, который представлен разложением в ряд по формам собственных колебаний:

$$\mathbf{r}_{ki} = \mathbf{r}_{ki}^{me} + \mathbf{u}_{ki}. \quad (4)$$

Текущая длина толкателя (рис. 1) вычисляется как модуль вектора $\mathbf{l}_i$:

$$\mathbf{l}_i = (\mathbf{r}_{C1} - \mathbf{r}_{C2}) + [M_{1 \rightarrow u}] \left(\mathbf{r}_{1i}^{m\theta} + \sum_{n=1}^{N_1} q_{1n}(t) \mathbf{U}_{1n}^i \right) - [M_{2 \rightarrow u}] \left(\mathbf{r}_{2i}^{m\theta} + \sum_{n=1}^{N_2} q_{2n}(t) \mathbf{U}_{2n}^i \right), \quad (5)$$

где $[M_{k \rightarrow u}]$ — матрицы перехода от связанной системы координат k -го тела к инерциальной системе координат, вычисляемые традиционными способами [10, 15].

Ход толкателя равен $h_i = |\mathbf{l}_i| - |\mathbf{l}_{0i}|$, откуда текущее значение силы, развиваемой толкателем, определяется следующим образом (сила зависит от текущего хода линейно):

$$\mathbf{F}_{Ti} = (F_{0i} - c_i h_i) \mathbf{l}_i / |\mathbf{l}_{0i}|, \quad (6)$$

где F_{0i} — начальное значение силы i -го толкателя, c_i — жесткость пружины.

Решение уравнений (2)–(6) позволяет полностью описать исследуемый процесс разделения.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Необходимо отметить, что уравнения (2) и (3), в соответствии с принятыми допущениями, развязаны по левым частям, однако у них сохраняется связь в правых частях, поскольку текущий ход толкателей определяется не только перемещениями, соответствующими линейному и угловому перемещениям тел как целого, но и упругими деформациями точек упора штоков толкателей, вклад в которые дает каждый учитываемый тон, что видно из выражений (4)–(6).

Вышеприведенные уравнения имеют интеграл энергий, который позволяет оценить соотношение энергий “твёрдой” и “упругой” компонент движения. Кроме того, интеграл энергий может быть использован для контроля правильности численного интегрирования:

$$\frac{1}{2} \sum_{k=1,2} \left[m_k \dot{\mathbf{r}}_{Ck}^2 + \boldsymbol{\omega}_k ([J_k] \boldsymbol{\omega}_k^T) + \sum_{n=1}^{N_k} (\dot{q}_{kn}^2 + \omega_{kn}^2 q_{kn}^2) \right] = \sum_i A_{Ti},$$

где $m_k, [J_k]$ — соответственно масса и тензор инерции k -го тела.

Первые два слагаемых в левой части представляют собой кинетическую энергию поступательного и вращательного движения тел, два последующих — суммарную (по всем учитываемым в расчете тонам) энергию упругих колебаний. В правой части равенства стоит суммарная работа толкателей, реализованная к данному моменту времени.

Отношение

$$\eta = \frac{\sum_{k=1,2} \sum_{n=1}^{N_k} (\dot{q}_{kn}^2 + \omega_{kn}^2 q_{kn}^2)}{\sum_i A_{Ti}}$$

определяет часть работы толкателей, перешедшую в энергию упругих колебаний. Чем больше η , тем значительнее потери скорости отделения. Коэффициент потери скорости

$$\lambda = \frac{(|\mathbf{V}_{m\theta}| - |\mathbf{V}|)}{|\mathbf{V}_{m\theta}|} = 1 - \frac{|\mathbf{V}|}{|\mathbf{V}_{m\theta}|}$$

определяется по результатам интегрирования и в момент окончания работы толкателей принимает стационарное значение. Величина этого коэффициента определяет отличие скорости разделения реальных упругих объектов от “эталонной” скорости абсолютно твердых тел.

Рассмотрим результаты численного моделирования. Зависимость коэффициента потерь скорости от времени (рис. 2) имеет максимум в момент времени $t \sim 0.12$ с, обусловленный максимумом упругих отклонений узлов связи от исходного недеформированного состояния (рис. 3). После окончания работы толкателей ($t \sim 0.2$ с) амплитуда остаточных свободных колебаний становится постоянной (влияние трения в течение короткого переходного процесса разделения не учитывается), коэффициент потерь принимает окончательное значение 0.036 (менее 4% потерь скорости). Максимальное отклонение узлов связи в период действия толкателей не превышает 2.5 мм для ступени носителя и 1.2 мм для воздушно-космического самолета (упругая отдача незначительна).

Необходимо отметить, каким образом при реализации рассмотренного процесса удалось снизить максимально негативные эффекты, обусловленные упругими колебаниями, — обеспечить малую упругую отдачу и незначительные потери скорости.

Расчеты показали, что вклад каждой отдельной упругой формы в общую деформацию падает с ростом номера формы примерно обратно пропорционально квадрату собственной частоты. Соответственно, наибольший вклад в упругие отклонения точек упора штоков толкателей даст первая (низшая) форма колебаний. Отсюда становится ясным, что для снижения негативного влияния упругих колебаний на процесс разделения следует размещать средства разделения в районе узлов низших форм колебаний блоков (для данного процесса это условие выполнено).

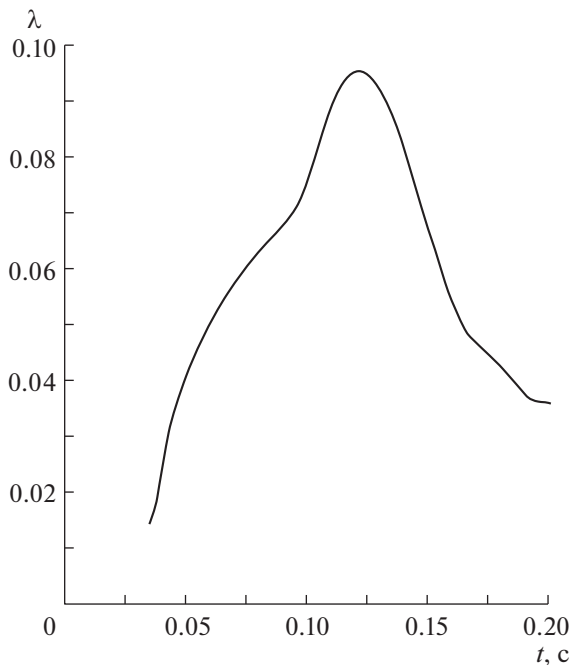


Рис. 2. Зависимость коэффициента потерь скорости от времени.

ВЫВОДЫ

Предложена модель для исследования динамики одного из наиболее ответственных этапов полета ракетно-космических систем — процесса разделения крупногабаритных ракетно-космических блоков с учетом их упругих свойств. Модель имеет наглядную механическую интерпретацию: движение объектов как целого (поступательное и вращательное) в процессе разделения рассматривается как переносное, а малые упругие относительные колебания описываются в универсальной модальной формулировке. Предложенный подход справедлив для рассматриваемого класса процессов разделения, для которых характерным является очень медленное вращение при относительном движении. Изучен процесс возникновения упругих колебаний конструкции разделяемых объектов, происходящих под действием значительных сосредоточенных сил, создаваемых специальными средствами разделения. Выявлен и количественно оценен эффект “потери” скорости отделения, отличающий реальное движение при разделении от “твердого” эталона. Приведена конкретная практическая рекомендация: негативное влияние упругих колебаний на процесс разделения, потери работы средств разделения будут минимальны, если эти средства разделения разместить в узловых точках нижней формы упругих колебаний. В рассмотренной задаче выполнение этой рекомендации позволило практически

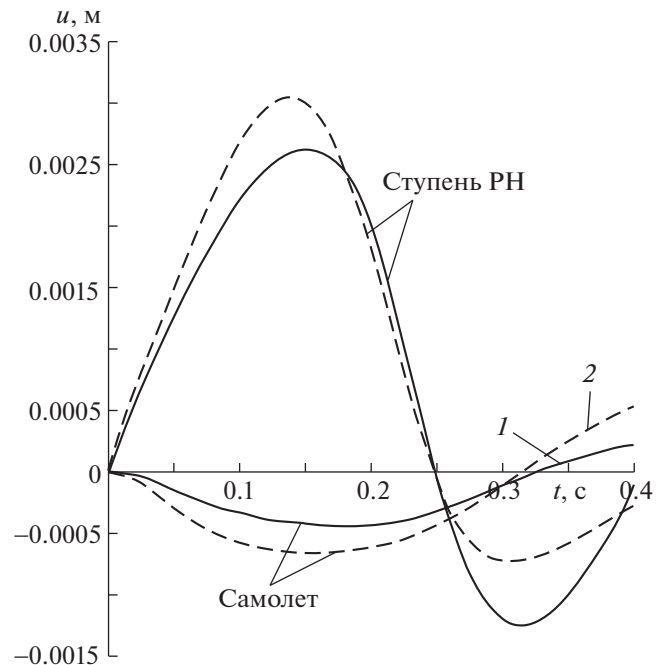


Рис. 3. Колебания узлов связи (1 — верхний узел связи, 2 — нижний узел связи).

полностью исключить проблемы, связанные с упругими колебаниями при разделении.

Задача носит очевидный перспективный характер, поскольку по мере роста размеров ракетно-космических комплексов, усложнения их структуры, применения новых материалов, влияние упругих свойств самих конструкций на динамические процессы, связанные с их функционированием, будет расти. Потребность в оценках, подобных полученным в данном сообщении, имеется уже на стадии предварительного проектирования, так как сколько-либо существенные доработки по результатам наземных или летных экспериментов связаны со значительными затратами времени и средств, срывом графиков работ и т.д.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена в рамках государственного задания ИПРИМ РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bogomolov N.V., Anfalov A.S., Borzykh S.V., Bakulin V.N. Simulation of process of small satellites separation from deployer installed on cargo spacecraft // Journal of Physics: Conference Series. The proceedings IV International conference “Supercomputer Technologies of Mathematical Modeling (SCTeMM’19)”. Steklov Mathematical Institute of the Russian Academy of Sciences in cooperation with Ammosov North-Eastern Federal University, Ivannikov Institute for System Programming of the Russian Academy of Sciences and

- Bauman Moscow State Technical University. 2019. V. 1392. 012003
2. *Bergez G. et al.* Separation and Departure Strategy from Uncontrolled International Space Station // Proc. of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics. Oct. 11–15, 2004. Munich, Germany. P. 85–90.
 3. *Бакулин В.Н., Борzych С.В.* Аналитические оценки движения и упругих колебаний конструкции отделяемых створок обтекателей ракетно-космических систем // Доклады РАН. Физика, технические науки. 2021. Т. 498. С. 40–45.
 4. *Панкратов Ю.П., Новиков А.В., Татаревский К.Э., Азанов И.Б.* Динамика переходных процессов ракет-носителей. Днепропетровск: Лира, 2014. 115 с.
 5. *Кокушкин В.В. и др.* Разработка и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков // Космическая техника и технологии. 2019. № 1(24). С. 3–18.
 6. *Анфалов А.С. и др.* Моделирование процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5. С. 67–74.
 7. *Bakulin V.N., Bogomolov N.V., Borzykh S.V.* Separation Algorithm of the Soyuz MS Spacecraft from Nonstabilized International Space Station // Russian Aeronautics. 2019. V. 62. № 4. P. 577–584.
 8. *Bakulin V.N., Borzykh S.V., Tereshina K.V.* Analytical Estimates of the Fairing Flaps Separation Dynamics of the Rocket and Space Systems // Russian Aeronautics. 2021. V. 64. № 3. P. 376–384.
 9. *Бакулин В.Н., Борzych С.В., Решетников М.Н.* Моделирование относительного движения возвращаемой капсулы и транспортного корабля при их разделении // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 287–294.
 10. *Докучаев Л.В.* Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами. М.: Машиностроение, 1987. 232 с.
 11. *Панкова Н.В.* Отделение защитных цилиндрических оболочек в ракетно-космических системах // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2010. № 2. С. 82–87.
 12. *Козлов С.С., Михалин В.А., Рябова С.В.* Моделирование отделения изогнутой пластины от конической поверхности // Космонавтика и ракетостроение. 2008. № 2. С. 128–135.
 13. *Левин Е.М., Панкова Н.В.* Возбуждение упругих колебаний в процессе направленного перемещения круговой арки и разрезной цилиндрической оболочки // Машиноведение. 1988. № 3. С. 67–72.
 14. *Левин Е.М., Панкова Н.В.* Потери скорости при направленном перемещении свободной упругой балки // Машиноведение. 1985. № 6. С. 38–43.
 15. *Виттенбург Й.* Динамика систем твердых тел. М.: Мир, 1980. 292 с.

DYNAMIC MODEL OF PROCESS OF SEPARATION THE LARGE-SIZED ELASTIC SPACE-ROCKET DESIGNS

V. N. Bakulin^a and S. V. Borzykh^b

^a *Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

^b *S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russia*

Presented by Academician of the RAS A.M. Lipanov

The approach to working out of dynamic model of one of key stages of flight of space-rocket systems — process of separation of large-sized designs is offered. The urgency of the account of own elastic properties of the separated objects, caused by growth of their sizes at simultaneous minimisation of weight of a “dry” design, by application of new materials with good strength and the expressed elastic properties, considerable on size (to hundreds kilonewtons) the concentrated forces created by special means of branch is proved. On the basis of assumptions, characteristic for investigated process (a little angular speeds in the course of relative movement at separation in comparison with the lowest frequencies of divided objects). Transition from the differential equations of elastic fluctuations in private derivatives to system of the ordinary differential equations describing excitation of the limited set of the lowest forms that has allowed to formulate the effective approach supposing evident mechanical interpretation is carried out: full movement at separation is displayed on portable movement (rotary and forward as whole) and the small elastic relative fluctuations described in the universal modal formulation. Process of separation of the aerospace plane and the carrier rocket is analysed. The effect of “loss” of relative speed of branch because of elastic fluctuations is revealed, the recommendation about a rational choice of installation sites of means of branch is formulated.

Keywords: dynamic models, separation process, large-sized space-rocket designs, elastic properties, losses of speed